Rafał BIEŃCZAK, Andrzej KOMOREK, Rafał KOWALIK

MATEMATYCZNY OPIS DYNAMIKI RUCHU BEZZAŁOGOWEGO STATKU POWIETRZNEGO

Streszczenie

W artykule przedstawiono rozważania matematyczne dotyczące analizy dynamiki ruchu platformy latającej – quadocopter. Omówione w pracy zależności matematycze zostały poddane badaniom symulacyjnym przeprowadzonych w środowisku Matlab/Simulink, w którym odwzorowano model obiektu latającego.

WSTĘP

Omówiona w artykule dynamika lotu samolotu bezzałogowego BSP odnosi się do platformy latającej napędzanej czterema silnikami, które ustawione są w osi pionowej. Mechanizm sterowania takim obiektem latającym realizowany jest poprzez dodawanie lub odejmowanie mocy do poszczególnych silników. Wykonanie tych zaleceń skutkuje zmianą kierunku lotu pojazdu oraz jego stabilizacją. W literaturze model obiektu latającego z czterema silnikami napędowymi nosi nazwę quadocopter. Model konstrukcyjny quadocoptera charakteryzuje się niewielkimi gabarytami konstrukcyjnymi przez co podatny jest na niekorzystne warunki atmosferyczne, a w szczególności dotyczy to silnego wiatru.

Nadmienić wypada, że na chwilę obecną samoloty BSP najczęściej wykorzystywane są przez służby mundurowe.

Rola bezzałogowych statków powietrznych wykorzystywanych w wojsku będzie ciągle rosła. Planuje się wprowadzenie do służby wielu ich rodzajów: od niewielkich startujących z ręki, mogących pomóc w rozpoznaniu plutonowi piechoty, do wielkich o zasięgu globalnym.

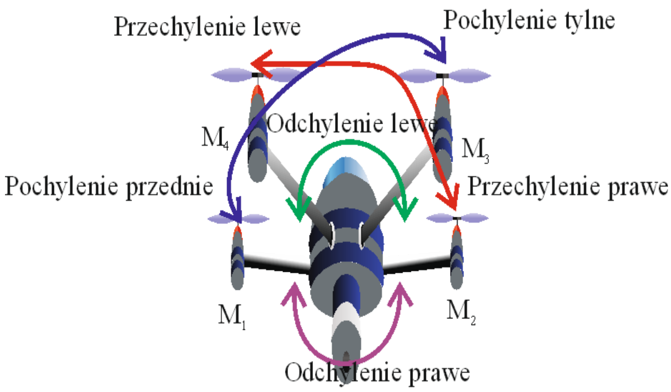
Rozwijają się bojowe wersje bezzałogowych samolotów – zaczyna się je wyposażać w przeciwpancerne pociski kierowane lub bomby lotnicze [1].

Matematyczne równania opisujące dynamikę lotu platformy latającej - quadocoptera znacząco się różni od zależności matematycznych opisujących mechanikę lotu standardowych obiektów latających. Mając to na uwadze w rozważaniach przyjęto, że waga quadocoptera wynosi około 0,89 kg, a równania ruchu zostaną przedstawione w odniesieniu do równań Euler'a–Lagrange'a. Ponadto obiekt umieszczono w globalnym układzie współrzędnych. Długość ramion ramy wykonanej z włókna węglowego wynosi 45mm. Główny mechanizm napędowy to silniki bezszczotkowe, które wykonują 1600 obrotów na każdy 1 V zasilania. W artykule przedstawiono rozważania matematyczne mające na celu weryfikację dotychczas opracowanych modeli matematycznych pod względem siły nośnej.

1. PODSTAWOWY MODEL MATEMATYCZNY RUCHU - QUADOCOPTERA

Z przedstawionego modelu na Rys. 1, zauważyć można, że siła nośna wytwarzana przez cztery silniki umiejscowione na końcach ramion, będzie zawsze dodatnia.

Jak widać silnik M_1 i silnik M_3 obracają się w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara, z kolei silnik M_2 i M_4 wirują w kierunku prawym. Zatem siła nośna F_n jest sumą wszystkich sił generowanych przez poszczególne silniki. Takie rozmieszczenie silników powoduje, że momenty aerodynamiczne oraz działanie żyrostatyczne rozkładają się równomiernie na całym obiekcie latającym [1].



Rys. 1. *Model przestawiający dynamikę quadocoptera*

Moment obrotowy w płaszczyźnie pochylenia obiektu (pitch) jest funkcją f_1 - f_3, moment obrotowy przechylania obiektu latającego jest funkcją f_2 - f_4, z kolei moment obrotowy odchylenia (yaw) jest sumą wszystkich czterech $\tau_{M1} + \tau_{M2} + \tau_{M3} + \tau_{M4}$, gdzie τ_{Mi} jest oddziaływaniem momentu obrotowego i-tego silnika, zależnym od przyspieszenia i oporu powietrza τ_{pow} na jaki natrafia konstrukcja statku powietrznego w locie.

1.1. Momenty charakteryzujące quadocopter

Moment obrotowy silnika opisano zależnością [2],[4]:

$$I_{noś}\dot{\omega} = \tau M_i - \tau_{pow} \tag{1}$$

gdzie $I_{noś}$ - moment bezwładności wirnika wokół własnej osi, zaś opór aerodynamiczny τ_{pow} przedstawiono jako [2]:

$$\tau_{pow} = \frac{1}{2}\rho A v^2 \tag{2}$$

gdzie ρ jest gęstością powietrza, powierzchnia konstrukcja obiektu wynosi *A*, z kolei przez v oznaczono prędkość obiektu latającego w stosunku do powietrza. Prędkość kątowa równa jest prędkości liniowej podzielona przez promień obrotu r. Mianowicie [3]:

$$\omega = \frac{v}{r} \tag{3}$$

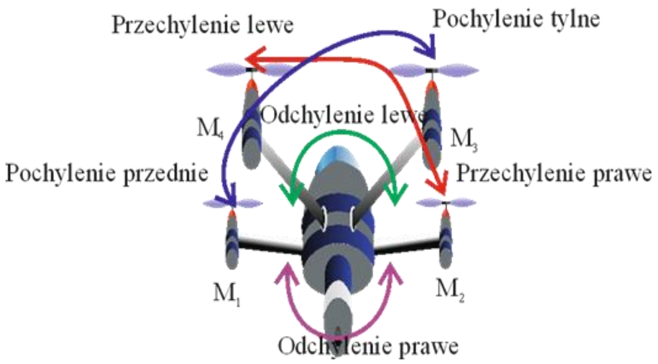
Stąd opór aerodynamiczny określa zależność [6]:

$$\tau_{pow} = k_{pow}\omega^2 \quad (4)$$

gdzie stała $k_{pow} > 0$ i zależy od gęstości powietrza, promienia oraz kształtu obiektu BSP. Zakładając, że dla manewrów quasi-stacjonarnych prędkość kątowa ω jest stała, więc:

$$\tau M_i = \tau_{pow} \quad (5)$$

Ruch w płaszczyźnie pitch („do przodu") utrzymywany jest za pomocą zwiększania prędkości silnika tylnego oznaczonego jako M3, ruch w przeciwnym kierunku realizowany jest poprzez zmniejszanie prędkości silnika M1. W podobny sposób uzyskuje się ruch w kierunkach bocznych wykorzystując sinik prawy M2 oraz lewy M4.



***Rys. 2.** Model quadocoptera w przestrzeni 3D*

Ruch w płaszczyźnie yaw wypracowany jest poprzez zwiększenie momentu obrotowego τM_1 oraz τM_3 przy jednoczesnym zmniejszaniu momentu obrotowego silników M2 i M4. Ruchy te muszą być wykonywane przy zachowaniu całkowitej stałej oporowej k_{pow} (Rys. 2).

2. MODEL DYNAMICZNY QUADOCOPTERA

Model czteroramiennego samolotu UAV przestawiono jako ciało sztywne w przestrzeni trójwymiarowej z zachowaniem trzech głównych płaszczyzn opisujących ruch obiektu latającego i zjawiska zachodzące w czasie odbywania lotu. Mianowicie odchylenie, przechylenie oraz odchylenie.

2.1. Opis ruchu obiektu BSP według Euler'a–Lagrange'a

Niech uogólnione współrzędne wiropłatów zdefiniowane będą jako:

$$q = (x, y, z, \psi, \theta, \phi) \in R^6 \quad (6)$$

gdzie $\xi = (x, y, z) \in R^3$ określa wektor położenia środka ciężkości obiektu quadocoptera w stosunku do układu inercyjnego powiązanego z obiektem UAV. Kąty Eulera (określające położenie wiropłatów) wyrażono przez płaszczyznę $\eta = (\psi, \theta, \phi) \in R^3$, ψ jest kątem przechylenia yaw wokół osi z, θ jest kątem pochylenia pitch wokół osi y, z kolei przez ϕ oznaczono kąt odchylenia wokół osi x. Na ilustracji przedstawiono układ współrzędnych dla którego zostaną przeprowadzone rozważania matematyczne opisujące dynamikę ruchu quadocoptera. Definiując funkcję Lagrange'a, [7]:

$$L(q, \dot{q}) = T_{trans} + T_{rot} - U \quad (7)$$

gdzie $T_{trans} = \frac{m}{2}\dot{\xi}^T\dot{\xi}$ jest energią kinetyczną, $T_{rot} = \frac{1}{2}\Omega^T I\Omega$ oznacza obrotową energię kinetyczną wirników, $U = mgz$ jest energią potencjalną wiropłatów, wielkość z określa wysokość na jakiej znajduje się obiekt w powietrzu, m –masa quadocoptera, Ω – wektor prędkości nominalnej, I – macierz momentów bezwładności, g – przyspieszenie ziemskie.

Wektor prędkości kątowych ω rozkłada się w układzie współrzędnych, którego środek znajduje się w środku ciężkości quadocoptera i powiązany jest prędkością wiropłatów w płaszczyźnie $\dot{\eta}$. Między nimi zachodzą następujące relacje [4]:

$$\Omega = W_\eta \dot{\eta} \quad (8)$$

gdzie

$$W_\eta = \begin{bmatrix} -\sin\theta & 0 & 1 \\ \cos\theta\sin\phi & \cos\phi & 0 \\ \cos\theta\cos\phi & -\sin\phi & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

oraz

$$\Omega = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi}\sin\theta \\ \dot{\theta}\cos\phi + \dot{\psi}\cos\theta\sin\phi \\ \dot{\psi}\cos\theta\cos\phi - \dot{\theta}\sin\phi \end{bmatrix} \quad (10)$$

Następnie definiując wielkość [5]:

$$\mathrm{J} = J(\eta) = W_\eta^T I W_\eta \quad (11)$$

gdzie

$$\mathrm{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (12)$$

Stąd

$$\mathrm{T}_{rot} = \frac{1}{2}\dot{\eta}^T J\dot{\eta} \quad (13)$$

Zatem macierz J odwzorowuje momenty bezwładności wywoływane w skutek obrotu śmigła quadocoptera przy jednoczesnym wyzwalaniu energii kinetycznej obiektu BSP. Wielkości te wyrażono bezpośrednio w układzie współrzędnym uogólnionym η. Ponadto kompletny model opisujący dynamikę quadocoptera opisano różniczkowym równaniem Euler'a–Lagrange'a z uwzględnionymi siłami zewnętrznymi. Mianowicie [6]:

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial\mathcal{L}}{\partial\dot{q}}\right) - \left(\frac{\partial\mathcal{L}}{\partial q}\right) = \begin{bmatrix} F_\xi \\ \tau \end{bmatrix} \quad (14)$$

gdzie $F_\xi = R\dot{F} \in \mathbb{R}^3$ jest siłą zewnętrzna przesuniętą, pochodzącą od wiropłatów w przestrzeni trójwymiarowej, $\tau \in \mathbb{R}^3$ jest macierzą definiującą poszczególne momenty kątów przechylenia, pochylenia i odchylenia w trakcie ruchu obiektu. Natomiast parametr $R(\psi, \theta, \phi) \in SO(3)$ przedstawia orientację samolotu względem przyjętego wcześniej inercyjnego układu współrzędnych.

$$R = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & c_\psi s_\theta s_\phi - c_\phi s_\psi & s_\phi s_\psi + c_\phi c_\psi s_\phi \\ c_\theta s_\psi & c_\phi c_\psi + s_\theta s_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - c_\psi s_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \tag{15}$$

gdzie *c* oznacza cosinus zaś s sinus. Zgodnie z rys. 2 siły wynoszą:

$$\hat{F} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u \end{bmatrix} \tag{16}$$

gdzie u jest głównym kierunkiem ruchu na zewnątrz samolotu i wyrażony jest jako [8]:

$$u = \sum_{i=1}^{4} f_i \tag{17}$$

gdzie i = 1 ,…, 4, zaś f_i są siłami wytwarzanymi przez poszczególne silniki M_i. W standardowych warunkach $f_i = k\omega_i^2$, gdzie k jest wielkością stałą, ω_i jest prędkością kątową i –tego silnika. Stąd uogólnione momenty rozruchu obiektu latającego przedstawiono jako:

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_\psi \\ \tau_\theta \\ \tau_\phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^{4} \tau_{Mi} \\ (f_2 - f_4)l \\ (f_3 - f_1)l \end{bmatrix} \tag{18}$$

gdzie *l* jest odległością miedzy silnikiem a środkiem ciężkości quadocptera, zaś τ_{Mi} oznacza moment wytwarzany przez i –ty silnik wokół osi odwzorowującej środek ciężkości samolotu.

Ponadto w równaniu nie uwzględniono wpływu energii kinetycznej pochodzącej od ramion skośnych $\dot{\xi}$ oraz $\dot{\eta}$, zatem w równaniu Eulera-Lagrange'a można dokonać podziału na współrzędne ξ oraz η określające dynamikę quadocoptera. W takim przypadku równanie opisujące ruch samoltu UAV przyjmie postać:

$$\frac{d}{dt}\left[\frac{\partial L_{trans}}{\partial \dot{\xi}}\right] - \frac{\partial L_{trans}}{\partial \xi} = F_\xi \tag{19}$$

gdzie

$$m\ddot{\xi} + mgE_z = F_\xi \tag{20}$$

Zaś dla współrzędnych η równanie ruchu przedstawia się następująco:

$$\frac{d}{dt}\left[\frac{\partial L_{rot}}{\partial \dot{\eta}}\right] - \frac{\partial L_{rot}}{\partial \eta} = \tau \tag{21}$$

lub

$$\frac{d}{dt}\left[\dot{\eta}^T J \frac{\partial \dot{\eta}}{\partial \eta}\right] - \frac{1}{2}\frac{\partial}{\partial \eta}(\dot{\eta}^T J \dot{\eta}) = \tau \tag{22}$$

W ten sposób uzyskano:

$$J\ddot{\eta} + \dot{J}\dot{\eta} - \frac{1}{2}\frac{\partial}{\partial \eta}(\dot{\eta}^T J \dot{\eta}) \tag{23}$$

Następnie biorąc pod uwagę siły Corolisa, otrzymano:

$$\bar{V}(\eta, \dot{\eta}) = \dot{J}\dot{\eta} - \frac{1}{2}\frac{\partial}{\partial \eta}(\dot{\eta}^T J \dot{\eta}) \tag{24}$$

Biorąc powyższą zależność równanie (21) zapisać można jako:

$$J\ddot{\eta} + \bar{V}(\eta, \dot{\eta}) = \tau \tag{25}$$

gdzie wielkość $\bar{V}(\eta, \dot{\eta})$ wyrażać można jako:

$$\bar{V}(\eta, \dot{\eta}) = \left(\dot{J} - \frac{1}{2}\frac{\partial}{\partial \eta}(\dot{\eta}^T J \dot{\eta})\right)\dot{\eta} = C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} \tag{26}$$

gdzie $C(\eta, \dot{\eta})$ określane są jako współczynniki Coriolisa zawierające w sobie także siły odśrodkowe związane z η, z uzależnieniem od parametru J oraz wielkości dostarczane przez żyroskop.

Następnie

$$\begin{aligned} m\ddot{\xi} + mgE_z &= F_\xi \\ J\ddot{\eta} &= \tau - C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} \end{aligned} \tag{27}$$

W celach upraszczających rozwiązanie równania przyjęto, że:

$$\tilde{\tau} = \begin{bmatrix} \widetilde{\tau_\psi} \\ \widetilde{\tau_\theta} \\ \widetilde{\tau_\phi} \end{bmatrix} = J^{-1}(\tau - C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta}) \tag{28}$$

Ostatecznie uzyskano:

$$\begin{aligned} m\ddot{x} &= u(\sin\phi \sin\psi + \cos\phi \cos\psi \sin\phi) \\ m\ddot{y} &= u(\sin\phi \sin\theta \sin\psi - \cos\psi \sin\phi) \\ m\ddot{z} &= u\cos\theta \cos\phi - mg \\ \ddot{\psi} &= \widetilde{\tau_\psi} \\ \ddot{\theta} &= \widetilde{\tau_\theta} \\ \ddot{\phi} &= \widetilde{\tau_\phi} \end{aligned} \tag{29}$$

gdzie x i y są współrzędnymi w płaszczyźnie poziomej, z w płaszczyźnie pionowej, z kolei wielkości $\widetilde{\tau_\psi}$, $\widetilde{\tau_\theta}$ oraz $\widetilde{\tau_\phi}$ są momentami przechylenia, odchylenia i pochylenia, związanymi z uogólnionymi momentami τ_ψ , τ_θ oraz τ_ϕ.

3. WYNIKI Z BADAŃ SYMULACYJNYCH

Pierwszą czynnością jaką wykonano przed przystąpieniem do modelowania obiektu quadocoptera w środowisko Matlab/Simulink było zdefiniowanie równań różniczkowych opisujących dynamikę ruchu obiektu BSP oraz zdefiniowanie UAV w układzie współrzędnych globalnych. Warunkiem koniecznym w modelowaniu matematycznych obiektów w przestrzeni 3D jest określenie modelu w przestrzeni stanów, w których głównym elementem opisu są równania różniczkowe określające system jego sterowania, zaś pozostałe wielkości występujące w momencie startu jak i locie podane są w postaci macierzy. Wielkości te mogą być stosowane również do lepszego sterowania obiektem latającym.

Model przestrzeni stanu reprezentowany jest jako [5]:

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$y = Cx + Du \tag{30}$$

Z przedstawionego powyżej modelu wynika, że obiekt (system) w przestrzeni stanu scharakteryzowano za pomocą funkcji liniowej, zatem można ją stosować jedynie dla systemów liniowych. Biorąc pod uwagę, że platforma latająca należy do grupy systemów nieliniowych należy wprowadzić zmiany w wielkości $\dot{x}$, którą wyrażono jako [6]:

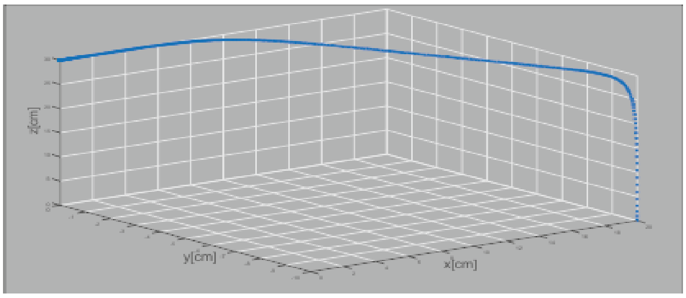
$$\dot{x} = f(x) + G(x) \cdot v \tag{31}$$

Związku z modyfikacją wielkości $\dot{x}$, w następnym kroku jaki należy wykonać przy modelowaniu quadocoptera w Matlab/Simulink jest zdefiniowanie układu współrzędnych gdyż wcześnie zaprezentowane wielkości zmieniają się w następujące: $x = \left(\phi, \phi, \dot{\theta}, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}\right)^T$.

Głównym celem jaki postawiono przed wykonaniem symulacji komputerowych było oszacowanie jak zmieniają się kąty pochylenia, przechylenia i odchylenia od samego startu obiektu, aż do chwili ustabilizowanego lotu.

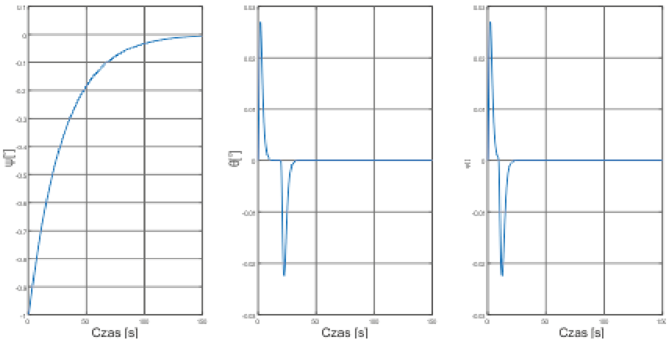
Z przeprowadzonych symulacji będzie można ocenić jak wpływa regulator PID na sterowalność obiektu BSP. Rezultaty z przeprowadzonych symulacji komputerowych zaprezentowano na poniżej zamieszczonych rysunkach.

Trasa lotu wyglądała jak pokazano na (Rys 3.). Dane odnośnie trajektorii lotu niezbędne do symulacji komputerowych zostały zebrane z odbiornika nawigacji satelitarnej GNSS/INS.

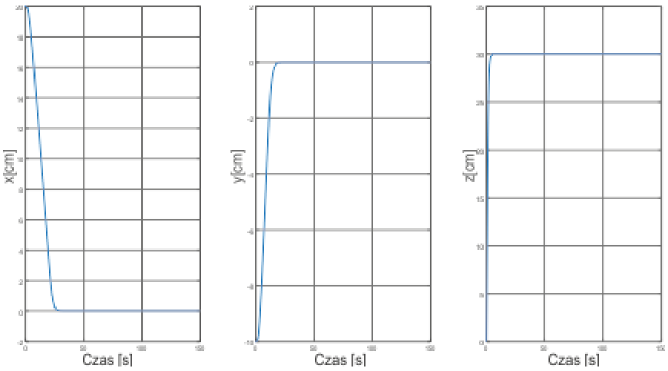


Rys. 3. *Trajektoria lotu quadocoptera*

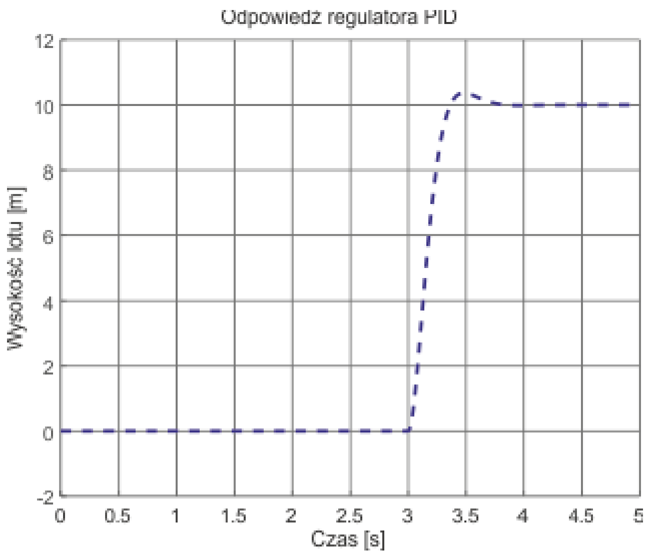
W dalszej kolejności przedstawiono wykresy odnośnie uzyskanych kątów i współrzędnych określających usytuowanie obiektu BSP w przestrzeni 3D.



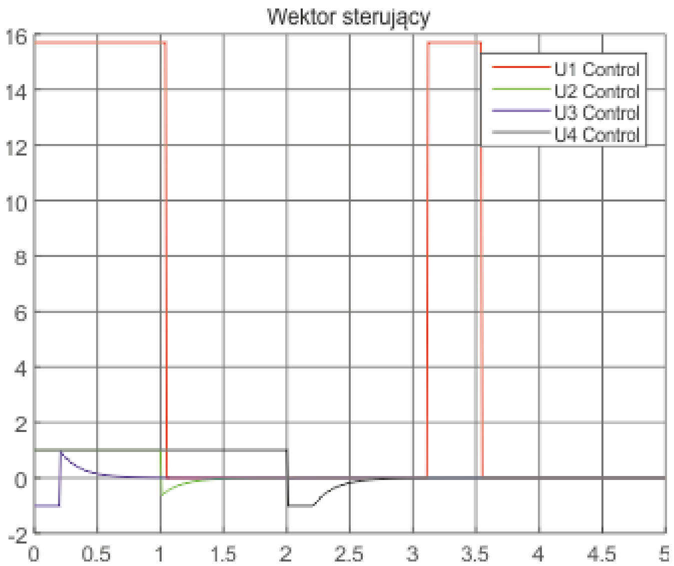
Rys. 4. *Przebieg kątów od momentu startu do chwili stabilizacji lotu quadocoptera*



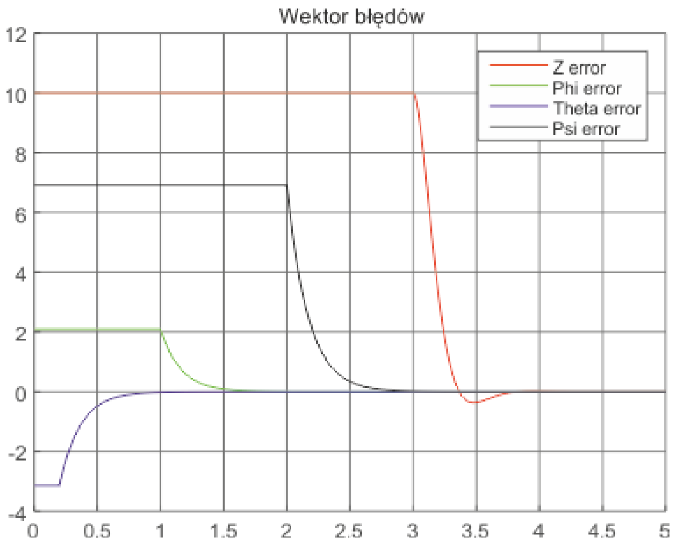
Rys. 5. *Wartości parametrów x, y i z od momentu startu do chwili stabilizacji lotu quadocoptera*



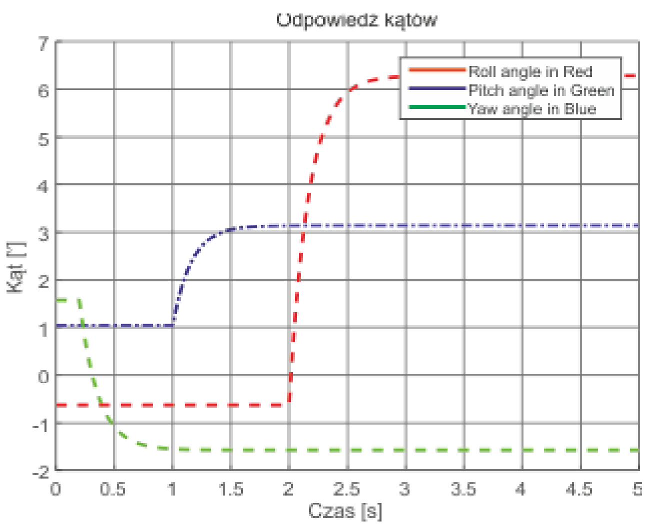
Rys. 6. *Odpowiedź regulatora PID*



Rys. 7. *Składowe definiujące wektor sterujący ze wszystkich czterech silników napędowych*



Rys. 8. *Błędy w procesie sterowania quadocopterem od chwili startu do ustabilizowania lotu*



Rys. 9. *Odpowiedź regulatora odnośnie kątów definiujących położenie quadocopter w przestrzeni*

PODSUMOWANIE

W artykule omówiono zagadnienie matematycznego modelowania i kontrolę bezzałogowego statku powietrznego z czterema silnikami, który w społeczności lotniczej zwany jest quadocopterem. Wszystkie wyprowadzenia matematyczne opisujące zjawiska towarzyszące dynamice ruchu quadocoptera zostały przedstawione w sposób chronologiczny i oparte zostały na modelu matematycznym równań Eulera-Lagrange'a. Opis matematyczny ruchu obiektu zasymulowano w środowisku Matlab/Simulink. Stabilizacja położenia platformy latającej realizowana jest poprzez zastosowanie regulatora PID. Kontrola trajektorii lotu quadocoptera wykonywana jest za pomocą zaimplementowanych w układach programowalnych odpowiednich algorytmów, których działanie oparto na metodach heurystycznych. Ich głównym zadaniem było poprawić odpowiedzi uzyskiwane z regulatora PID.

Zaznaczyć wypada, że opracowany model matematyczny w Matlabie odzwierciedlał rzeczywiste zachowanie się obiektu UAV w czasie odbywania lotu. Uzyskane wyniki z symulacji komputerowych wykazały, że regulatory PID znacząco poprawią kontrolę dynamiki ruchu obiektu BSP oraz jego stabilizację. Jednakże widać, że regulator PID pogarsza nieznacznie odchyłki stabilizacji dla wielkości x i y, w porównaniu do wartości pierwotnych podczas realizacji procesu stabilizacji. Kąty charakteryzujące położenie obiektu w zdefiniowanym układzie współrzędnych globalnych także ulegają niewielkim zmianom od wartości początkowych niż w przypadku wykorzystania regulatora PD.

Wyniki z symulacji dostarczają także informacji, że użyta w testach metoda heurystyczna znacząco poprawia stabilizację utrzymania obiektu BSP na określonej wysokości w przestrzeni 3D. Dotyczy to wszystkich trzech wielkości x, y i z. Całkowita siła nośna (ciągu), a także kąty przechylenia i pochylenia uzyskane przez zwiększenie przyspieszenia zostały rozwiązane z liniowych równań różniczkowych. Wyznaczone parametry pozwoliły na określenie momentów wszystkich czterech silników quadocoptera oraz przydatne były do określenia kątów przyspieszenia i prędkości kątowych.

Wyniki z symulacji wykazują, że quadocopter z regulatorem PID, może być kontrolowany przez użytkownika stabilniej i zwiększa się precyzja w jego sterowalności.

Prezentowany model i metody badawcze poddano tylko symulacjom komputerowym, zatem otrzymane wyniki mogą być obarczone pewnym błędem, stąd należy jeszcze przeprowadzić eksperyment w warunkach rzeczywistych, przy czym należy pamiętać, aby skonstruowany quadocopter zawierał identyczne parametry jak w badaniach komputerowych. A uzyskane na tym etapie wyniku należy porównać z tymi uzyskanymi z symulacji komputerowych.

BIBLIOGRAFIA

1. *Adamski M., Rajchel J., „Bezzałogowe Statki Powietrzne", cz I, WSOSP Dęblin 2013r.*
2. Bieńczak R., Janiszewski J., Komorek., Kowalik R., Rypulak A., Smolak M., *Koncepcja wykorzystania sieci neuronowych w BSP*, Logistyka 6/2014
3. *Ducard G. J. J., Fault-tolerant Flight Control and Guidance Systems Practical Methods for Small Unmanned Aerial Vehicles, Springer 2009*
4. Fahroo F., Wang Le Yi, Yin G., *Recent Advances in Research on Unmanned Aerial Vehicles*, Springer 2013
5. García C., Dzul López R., Lozano A.E., Pégard R., *Quad Rotorcraft Control Vision-Based Hovering and Navigation*, Springer 2013
6. Valavanis K. P., Oh P., Piegl L. A., *Unmanned Aircraft Systems*

International Symposium On Unmanned Aerial Vehicles, UAV'08, Springer, Berlin 2009

7. Valavanis K. P., Oh P., Piegl L. A., *Selected papers from the 2nd International Symposium on UAVs, Reno, U.S.A. June 8-10,* Springer, Berlin 2010
8. Valavanis K. P., Vachtsevanos G. J., *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles,* Springer, Berlin 2015

MATHEMATICAL DESCRIPTION OF DYNAMICS OF AN UNMANNED AICRAFT VEHICLE

Abstract

This paper presents mathematical considerations for the analysis of the dynamics of movement of the platform year - quadocopter. Depending discussed in the been tested simulation conducted in an environment Matlb / Simulink, in which mapped model of a flying object.

Autorzy:
dr inż. **Andrzej Komorek** – Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie, Wydział Lotnictwa, Katedra Awioniki i Systemów Sterowania, a.komorek@wsosp.pl
inż. **Rafał Bieńczak** – – Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie, Wydział Lotnictwa, Katedra Awioniki i Systemów Sterowania, r.bieńczak@wsosp.pl
mgr inż. **Rafał Kowalik** – Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie, Wydział Lotnictwa, Katedra Awioniki i Systemów Sterowania, r.kowalik@wsosp.pl